

①9 BUNDESREPUBLIK  
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES  
PATENTAMT

①2 Offenlegungsschrift  
①0 DE 195 37 923 A 1

⑤1 Int. Cl. 6:  
G 01 C 21/02  
G 05 D 1/10  
G 01 S 5/12

②1 Aktenzeichen: 195 37 923.3  
②2 Anmeldetag: 12. 10. 95  
④3 Offenlegungstag: 17. 4. 97

DE 195 37 923 A 1

⑦1 Anmelder:

Daimler-Benz Aerospace Aktiengesellschaft, 80804  
München, DE

⑦2 Erfinder:

Simianer, Albert, Dipl.-Ing., 89134 Blaustein, DE

⑤4 Verfahren zur Erzeugung von Korrekturwerten für einen Nutzer eines Satelliten-Navigationssystems

⑤7 Die Erfindung betrifft ein Verfahren zur Erzeugung von Korrekturwerten für einen Nutzer eines Satelliten-Navigationssystems, insbesondere des GPS-Systems. Dabei werden mindestens fünf ortsfeste zeitsynchronisierte Kontroll-Empfangsstationen verwendet. Mit diesen werden die von den GPS-Satelliten gesendeten Ephemeriden-Daten sowie der gesendete zeitliche Versatz der Satelliten-Bordzeit, bezüglich der GPS-Systemzeit, überprüft und daraus ggf. Korrekturwerte abgeleitet, welche dem Nutzer mitgeteilt werden.

DE 195 37 923 A 1

## Beschreibung

Die Erfindung betrifft ein Verfahren zur Erzeugung von Korrekturwerten für einen Nutzer eines Satelliten-Navigationssystems nach dem Oberbegriff des Patentanspruchs 1.

Die Erfindung ist insbesondere anwendbar auf das amerikanische Satelliten-Navigationssystem GPS ("Global Positioning System"), das auch GPS-NAVSTAR ("Navigation System by Timing And Ranging") genannt wird. Dabei befinden sich mehrere Navigations-Satelliten, derzeit ungefähr vierundzwanzig, auf vorgebbaren bekannten Erdumlaufbahnen. Jeder Satellit sendet nun zeitlich periodisch zu bekannten Zeitpunkten ein codiertes Sendesignal aus, das für jeden Satelliten eine diesen kennzeichnende, bekannte Kennung enthält. Jeder Nutzer, z. B. an Bord eines Luftfahrzeuges oder Schiffes oder Landfahrzeuges, kann nun prinzipiell seinen Aufenthaltsort (Position), der durch drei räumliche Koordinaten gekennzeichnet ist, dadurch bestimmen, daß mittels eines Satelliten-Navigationsempfängers im wesentlichen gleichzeitig, mittels Einweglaufzeitmessung, die Entfernung zu mindestens drei verschiedenen Satelliten gemessen wird. Dieses Navigationsverfahren setzt voraus,

- daß der Nutzer (und damit der Navigationsempfänger) immer die genaue (dreidimensionale) Position der Satelliten kennt, zumindest die Positionen derjenigen Satelliten, deren Sendesignale ausgewertet werden, und
- daß der Nutzer (und damit der Navigationsempfänger) sowie die Satelliten immer dasselbe Zeitsystem verwenden, denn nur dann können genaue Einweglaufzeitmessungen durchgeführt werden.

Diese Voraussetzungen werden nun insbesondere bei GPS-NAV-STAR erreicht durch folgende Maßnahmen:

- Von dem Betreiber der Satelliten, derzeit das amerikanische Verteidigungsministerium, wird in einer (Satelliten-)Zentrale eine hochgenaue sogenannte Systemzeit festgesetzt, beispielsweise mittels sogenannter Atomuhren.
- Jeder Satellit enthält ebenfalls eine hochgenau gehende Atomuhr zur Festsetzung einer (Satelliten-)Bordzeit.
- Systemzeit und Bordzeit eines Satelliten sind verknüpft durch ein (Zeit-)Kennzeichen, das von der Zentrale für jeden Satelliten individuell bestimmt wird, und das jedem Satelliten in vorgebbaren Zeitabständen, z. B. alle vier Stunden, übermittelt und dort gespeichert wird.
- Von der Zentrale werden in vorgebbaren Zeitabständen, z. B. ebenfalls alle vier Stunden, für jeden Satelliten dessen sogenannte Ephemeriden-Daten, welche auf die Systemzeit bezogen sind und welche die Position des Satelliten beinhalten, ermittelt; diese werden dem zugehörigen Satelliten übermittelt und dort gespeichert.
- Der Nutzer kennt in idealer Weise die Systemzeit oder besitzt zumindest eine an sich von der Systemzeit unabhängige Nutzerzeit, die aber mit der Systemzeit verknüpfbar ist; letzteres kann erreicht werden durch Empfang und Auswertung der Sendesignale mindestens eines weiteren Satelliten.

Ist nun bei dem Nutzer (Nutzerempfänger) dessen Nutzerzeit mittels einer der genannten Arten mit der Systemzeit gekoppelt, so können von mindestens drei Satelliten deren Kennungen sowie zugehörige Ephemeriden-Daten ermittelt und gespeichert werden. Weiterhin können von dem Nutzer für die Satelliten Einweglaufzeitmessungen durchgeführt werden und daraus die Entfernungen zu den Satelliten bestimmt werden. Aus den Ephemeriden-Daten der Satelliten sowie den gemessenen Entfernungen ist dann die Position des Nutzers (Nutzerempfängers) bestimmbar.

Es ist ersichtlich, daß ein derartiges Navigationsverfahren unter anderem von dem Einverständnis und der Zuverlässigkeit des Betreibers sowie der Satelliten abhängt. Denn werden beispielsweise Systemzeit und/oder Ephemeriden-Daten und/oder die (Zeit-)Kennzeichen der Satelliten absichtlich (systematisch) und/oder unabsichtlich (zufällig) geändert, so kann insbesondere bei einer zivilen Nutzung des GPS-NAVSTAR eine fehlerhafte Navigation durch einen Nutzer (Nutzerempfänger) erfolgen. Eine solche fehlerhafte Navigation ist insbesondere dann besonders störend, wenn allein eine GPS-Satellitennavigation vorhanden ist und keine Redundanz, z. B. mittels einer Kreiselnavigation.

Derartige Störungen können zumindest teilweise korrigiert werden bei der Nutzung des DGPS ("Differential Global Positioning System)-Navigationssystems. Dabei ist möglichst in der Nähe des Nutzers eine ortsfeste Referenzstation vorhanden. Diese kennt ihre genaue (dreidimensionale) Position und ermittelt außerdem die GPS-Position (Position aufgrund der GPS-Satellitennavigation). Durch einen Vergleich der GPS-Position mit der genauen Position werden Positions-Korrekturwerte ermittelt. Diese werden dann dem Nutzer mitgeteilt, z. B. über einen Funkkanal. Der Nutzer (Nutzerempfänger) berücksichtigt diese Positions-Korrekturwerte dann bei der Bestimmung seiner (Nutzer-)Position aufgrund der von dem Nutzer durchgeführten GPS-Satellitennavigation. Mit einer solchen DGPS-Navigation können vorzugsweise zufällige Fehler korrigiert werden, die z. B. auf atmosphärischen Störungen und/oder Mehrwegausbreitungen bei der Einweglaufzeitmessung beruhen.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, ein gattungsgemäßes Verfahren anzugeben, mit dem in zuverlässiger und schneller Weise neben zufälligen Fehlern sogar systematische Fehler erkannt werden können und mit dem in Abhängigkeit von den Fehlern Korrekturwerte oder mindestens Meldungen über den Grad der Benutzbarkeit erzeugt und einem Nutzer zur Verfügung gestellt werden.

Diese Aufgabe wird gelöst durch die im kennzeichnenden Teil des Patentanspruchs 1 angegebenen Merkmale. Vorteilhafte Ausgestaltungen und/oder Weiterbildungen sind den weiteren Ansprüchen entnehmbar.

Ein erster Vorteil der Erfindung besteht darin, daß alle für ein vorgegbares Gebiet verfügbaren Satelliten kontinuierlich überwacht und deren Sendesignale ausgewertet werden.

Ein zweiter Vorteil besteht darin, daß ein möglicher Fehler an einem Satelliten sofort erkannt werden kann, d. h. noch bevor der Betreiber diesen Fehler erkennt und darauf hinweist.

Ein dritter Vorteil besteht darin, daß eine Navigation gemäß der Erfindung in einem weiten Bereich unabhängig wird von den Einstellungen der Satelliten durch den Betreiber.

Weitere Vorteile ergeben sich aus der nachfolgenden Beschreibung.

Die Erfindung beruht auf der Erkenntnis, daß das Satelliten-Navigationssystem GPS-NAVSTAR hauptsächlich für militärische Anwendungen ausgelegt ist und daher derzeit im Auftrag des amerikanischen Verteidigungsministeriums betrieben wird. Es sind aber ausdrücklich zivile Anwendungen gestattet. Bei solchen Anwendungen muß zum Teil aber eine hohe Genauigkeit und eine hohe Zuverlässigkeit erreicht werden, beispielsweise bei einer GPS-Navigation eines Flugzeugs im Landeanflug bei schlechten optischen Sichtverhältnissen. Diese hohe Genauigkeit sowie Zuverlässigkeit sind in dem GPS-System zwar an sich vorhanden, werden aber für zivile Nutzer durch eine absichtliche Manipulation der Daten soweit verringert, daß zivile Nutzer für hohe Genauigkeits- und Zuverlässigkeitsanforderungen eine Zusatzmaßnahme ergreifen müssen, beispielsweise das sogenannte DGPS-Verfahren anwenden. Insbesondere dabei muß ausgeschlossen werden, daß zufällige und/oder systematische Fehleinstellungen an mindestens einem Satelliten zu einer fehlerhaften Navigation durch einen zivilen Nutzer führen. Solche systematischen Fehleinstellungen, die sich nicht auf militärische Anwendungen des Betreibers auswirken, sind beispielsweise aus militärischer Sicht nötig, um einen militärischen Gegner zumindest kurzzeitig zu irritieren. Dabei würden dann zwangsläufig auch zivile Nutzer irritiert. Solche systematischen Fehler sind beispielsweise mehr oder weniger geringfügig fehlerhaft eingestellte Ephemeriden-Daten und/oder (Zeit-)Kennungen der Bordzeit eines Satelliten bezüglich der Systemzeit, die einem zivilen Nutzer an sich nicht zugänglich sind.

Die Erfindung wird im folgenden anhand eines Beispiels für die Nutzung von GPS-NAVSTAR näher erläutert. Bei diesem Beispiel wird angenommen, daß ein Nutzer für seine Positionsbestimmung ein Koordinatensystem entsprechend WGS 72 ("Word Geodetic System 1972") zugrunde legt.

Für eine räumlich dreidimensionale Positionsbestimmung eines Nutzers (Nutzerempfängers) mittels GPS-NAVSTAR werden also mindestens vier GPS-Satelliten benötigt, nämlich drei Satelliten zur Positionsbestimmung mittels der Einwegentfernungsmessung und ein Satellit zur Ermittlung eines Bezugs zur Systemzeit. Bei GPS NAVSTAR sind derzeit ungefähr vierundzwanzig arbeitsfähige Satelliten auf Erdumlaufbahnen so eingesetzt, daß auch durch einen möglichen Ausfall von einem Satelliten immer gewährleistet ist, daß mindestens fünf Satelliten für eine Positionsbestimmung verwendet werden können. Fällt beispielsweise während einer Positionsbestimmung einer der vier Satelliten aus, so ist im Empfangsbereich eines Nutzerempfängers immer mindestens ein weiterer Satellit vorhanden, mit welchem die Positionsbestimmung fortgesetzt werden kann.

Im folgenden ist der Buchstabe  $i$ , mit  $i = 1, 2, 3 \dots$  bis ungefähr 24, die kennzeichnende Nummer eines Satelliten im GPS-NAVSTAR-System. Die Ephemeriden-Daten des Satelliten  $i$  liefern in Verbindung mit den allgemein bekannten (Keplerschen) Formeln für die Satellitenbahn zu jedem Zeitpunkt TP die Position des Satelliten  $i$  bezüglich der GPS-Systemzeit, die auch P-Zeit genannt wird. Daher wird im folgenden der Buchstabe P verwendet, um auf einen Bezug zu der P-Zeit hinzuweisen.

In kartesischen Koordinaten (X-, Y-, Z-Koordinaten) des WGS 72 ist die Position ( $X_i$ ,  $Y_i$ ,  $Z_i$ ) des Satelliten  $i$  zum Zeitpunkt TP darstellbar durch die Formeln:

$$X_i(TP) = (H_i(TP)) \cdot \sin(\beta_i(TP)) \cdot \cos(\Gamma_i(TP)) \quad (1.1)$$

$$Y_i(TP) = (H_i(TP)) \cdot \sin(\beta_i(TP)) \cdot \sin(\Gamma_i(TP)) \quad (1.2)$$

$$Z_i(TP) = (H_i(TP)) \cdot \cos(\beta_i(TP)) \quad (1.3)$$

Dabei bedeuten (für den Satelliten  $i$  im WGS 72 zum Zeitpunkt TP)

$H_i(TP)$  = Abstand vom Mittelpunkt des WGS 72-Erdellipsoids,

$\beta_i(TP)$  = nördliche geographische Breite,

$\Gamma_i(TP)$  = östliche geographische Länge.

Es wird nun angenommen, daß die an Bord des Satelliten  $i$  vorhandene Borduhr, welche eine  $B_i$ -Zeit liefert, bezüglich der P-Zeit um den Betrag  $DTB_i$  (Gangabweichung) vorgeht, so daß der Zeitpunkt TP darstellbar ist gemäß der Formel

$$TP = TB_i - DTB_i \quad (1.4),$$

wobei  $TB_i$  einen vorgebbaren Zeitpunkt in der  $B_i$ -Zeit bedeutet.

An einen Nutzer N, der im WGS 72 die Koordinaten  $X_N$ ,  $Y_N$ ,  $Z_N$  besitzt, werden von dem Satelliten  $i$  dessen Ephemeriden-Daten und dessen Gangabweichungen  $DTB_i$  mitgeteilt sowie eine mittlere Signalgeschwindigkeit  $C_{mi}$ , in welcher der Zustand der Erdatmosphäre berücksichtigt ist. Diese Angaben des Satelliten  $i$  werden dem Nutzer N übermittelt mittels einer 50 Hz-Modulation eines dem Satelliten  $i$  zugeordneten PRN-Codes ("Pseudo Random Noise"), der in Form des sogenannten C/A-PRN-Codes auch zivilen Nutzern des GPS-Systems zugänglich ist. Durch Demodulation in einem Nutzerempfänger sind daraus die aktuellen Koordinaten  $X_i(TP)$ ,  $Y_i(TP)$ ,  $Z_i(TP)$  des Satelliten  $i$  zu dem Zeitpunkt TP bestimmbar, beispielsweise auch zu dem Zeitpunkt  $TP = TSP_i$ , wobei  $TSP_i$  einen (Sende-)Zeitpunkt, bezüglich der P-Zeit, bezeichnet, zu welchem von dem Satelliten  $i$  eine charakteristische Stelle, die als Zeitmarke bezeichnet wird, in dem kontinuierlichen C/A-PRN-Code-Strom

ausgesandt wird. Es gilt die Formel

$$\text{TSPi} = \text{TSBi} - \text{DTBi} \quad (1.5),$$

- 5 wobei TSBi den (Sende-)Zeitpunkt der Zeitmarke bezüglich der Bi-Zeit (Satelliten-Zeit) bedeutet.

Ein Nutzerempfänger enthält eine Nutzeruhr, z. B. eine Quarzuhr mit zumindest guter Kurzzeitstabilität, welche zunächst nicht mit der Systemzeit (P-Zeit) gekoppelt ist. Es wird nun angenommen, daß die Nutzeruhr vorgeht um den zunächst unbekannten Betrag DTN bezüglich der P-Zeit. Die von dem Satelliten i zum Zeitpunkt TSBi (Satelliten-Zeit) ausgesandte Zeitmarke des C/A-PRN-Codes wird von dem Nutzerempfänger zu dem Zeitpunkt TENi (Nutzer-Zeit) empfangen. Daraus läßt sich die gesuchte Laufzeit DTLi der Zeitmarke von dem Satelliten i zu dem Nutzerempfänger ermitteln gemäß der Formel

$$\text{DTLi} = (\text{TENi} - \text{DTN}) - (\text{TSBi} - \text{DTBi}) \quad (1.6),$$

- 15 wobei lediglich der Betrag DTN unbekannt ist.

Dem Nutzerempfänger (Nutzer) stehen bei vier beobachteten Satelliten (i = 1 bis 4) also vier Gleichungen mit vier Unbekannten zur Verfügung, aus denen die Position des Nutzers ermittelt werden kann. In kartesischen Koordinaten des WGS 72 sind das die Gleichungen

$$20 \quad (\text{XN} - \text{Xi})^2 + (\text{YN} - \text{Yi})^2 + (\text{ZN} - \text{Zi})^2 = (\text{DTMi} - \text{DTN})^2 \cdot \text{Cmi}^2 \quad (1.7)$$

mit

$$\text{DTMi} = \text{TENi} - \text{TSBi} + \text{DTBi} \text{ und } i = 1 \text{ bis } 4 \quad (1.8)$$

- 25 Wenn nun ein Satellit aber nicht total ausfällt, sondern aufgrund äußerer Ereignisse seine Bahn ändert oder aufgrund eines inneren Teilausfalls eine unrichtige Verschiebung der Bordzeit (Bi-Zeit) gegenüber der GPS-NAVSTAR-Systemzeit (P-Zeit) mitteilt, dann vergeht eine lange Zeitspanne, bis von der GPS-NAVSTAR-Zentrale dem Fehler erkannt und über benachbarte Satelliten oder über das GPS-Informationszentrum (GPSIC) mitgeteilt wird, daß dieser Satellit zur Nutzung gesperrt wurde. Während dieser Zeitspanne werden die Nutzer, welche momentan die Signale des fehlerhaften Satelliten zur Positionsbestimmung einsetzen, mit nicht eingrenz-  
baren Fehlern bei der eigenen Positionsbestimmung konfrontiert.

Außerdem können die USA als Betreiber prinzipiell nicht daran gehindert werden, die Satelliten in militärischen oder zivilen Konfliktfällen anzuweisen, ihre C/A-Codes zu ändern, um so das System unbenutzbar zu machen. Für den zivilen Nutzer entspricht dieser Fall einem Totalzusammenbruch des GPS-Systems. Es sind  
keine Korrekturen der gemessenen Positionsangaben des Nutzers mittels des GPS-Systems möglich.

Weiterhin kann der Betreiber bei unverändertem C/A-PRN-Code seine Mitteilungen, z. B.: Ephemeriden-Daten, an die Nutzer derart absichtlich ändern, daß ein möglicher Gegner, welcher das GPS-System für feindliche Operationen gegen den Betreiber nutzt, zumindest kurzzeitig irregeleitet wird. Dasselbe erfolgt bei einem zivilen Nutzer, z. B. während eines eingangs erwähnten Landeanfluges eines Flugzeugs. Wird eine solche  
Irreführung nicht rechtzeitig erkannt, so kann daraus unter Umständen ein katastrophaler Schaden entstehen. Solche irreführenden Änderungen, die auch als systematische Fehler bezeichnet werden können, sind möglich an

- den von der Zentrale ermittelten Ephemeriden-Daten für jeden Satelliten i sowie  
45 — den Zeitverschiebungen der Borduhr jedes einzelnen Satelliten gegenüber der (zentralen) Systemzeit, d. h. den Zeitverschiebungen der Zeitmarken in den gesendeten Signalen.

Derartige zufällige und/oder systematische Fehler werden bei dem erfindungsgemäßen Verfahren dadurch erkannt und korrigiert, daß in einem besonders interessierenden Gebiet, z. B. in der Umgebung eines Großflughafens oder sogar innerhalb eines ganzen Landes, z. B. Deutschland, eine von der GPS-NAVSTAR-(Betreiber-)Zentrale vollständig unabhängige Kontrollzentrale eingerichtet wird. Diese ist mit mindestens fünf Kontroll-Empfangsstationen, vorzugsweise ortsfesten Bodenstationen, gekoppelt. Zu jeder Kontroll-Empfangsstation ist deren dreidimensionale Position bekannt, z. B. aus geodätischen Messungen mittels Laser-Meßgeräten. Jede  
Kontrollzentrale und alle mit dieser gekoppelten Kontrollempfangsstationen sind zeitlich synchronisiert, d. h. es ist überall eine gemeinsame Kontrollzeit, die auch K-Zeit genannt wird, vorhanden. Diese besitzt einen zunächst unbekannten zeitlichen Vorlauf DTK bezüglich der P-Zeit. Mit einer solchen Anordnung werden zeitlich  
fortlaufend Korrekturwerte, die auch den Wert Null einschließen, ermittelt und den Nutzern mitgeteilt, z. B. über eine Funkstrecke zwischen der Kontrollstation und dem Nutzer.

- 60 Für die erwähnte Zeitmarke, die zu dem (Sende-)Zeitpunkt TSPi (P-Zeit) von dem Satelliten i gesendet wird, liegt der zugehörige (Sende-)Zeitpunkt TSKi in der Kontrollzeit (K-Zeit) bei

$$\text{TSKi} = \text{TSBi} - \text{DTBi} + \text{DTK} \quad (1.9).$$

- 65 Im kartesischen Koordinatensystem des WGS 72 besitzt eine Kontroll-Empfangsstation j einen Standort mit den Koordinaten XKj, YKj, ZKj. Die Kontroll-Empfangsstation j empfängt eine zum Zeitpunkt TSPi (P-Zeit) von dem Satelliten i gesendete Zeitmarke zu dem Zeitpunkt TEKij (K-Zeit), wobei der Buchstabe E für "Empfang" steht. In der P-Zeit ist dies der Zeitpunkt TEPIj gemäß der Formel

$$\text{TEP}_{ij} = \text{TEK}_{ij} - \text{DTK} \quad (1.10)$$

Die Laufzeit  $\text{DTL}_{ij}$  eines Signals, z. B. des Zeitmarken-Signals, von dem Satelliten  $i$  zu der Kontroll-Empfangsstation  $j$  ergibt sich dann gemäß der Formel

$$\text{DTL}_{ij} = \text{TEP}_{ij} - \text{TSP}_i \quad (1.11)$$

Daraus ergibt sich, entsprechend Formel (1.6) die Formel

$$\text{DTL}_{ij} = (\text{TEK}_{ij} - \text{DTK}) - (\text{TSB}_i - \text{DTB}_i) \quad (1.12)$$

In dieser Formel (1.12) ist der Vorlauf  $\text{DTK}$  zunächst unbekannt. Die Größe  $(\text{TEK}_{ij} - \text{TSB}_i)$  wird gemessen (Einweglaufzeitmessung), und der Wert  $\text{DTB}_i$  wird von dem Satelliten  $i$  gesendet.

Fehlerhaft können sein sowohl die Mitteilung des Satelliten über seine Ephemeriden-Daten als auch seine Mitteilung der Gangabweichung der Satelliten-Borduhr gegenüber der GPS-Systemzeit (P-Zeit), d. h. über die zeitliche Verschiebung  $\text{DTB}_i$  der im Sendesignal des Satelliten  $i$  enthaltenen Zeitmarke gegenüber der P-Zeit. Im Falle eines ungeplanten (zufälligen) Fehlers ist im allgemeinen lediglich ein einziger Satellit von dem Fehler betroffen. Wird dagegen manipuliert, d. h. absichtliche (systematische) Fehler erzeugt, so können von einer solchen Manipulation mehrere Satelliten betroffen sein, z. B. diejenigen, die in einem vorgebbaren Zeitraum in einem vorgebbaren Gebiet zu einer fehlerhaften Navigation führen sollen.

Ein Nutzer, der mit einer derartigen möglichen Manipulation rechnet, muß dann für seine Positionsbestimmung statt der korrekten (fehlerfreien) vier Datensätze der Form

$$X_i(\text{TSP}_i), Y_i(\text{TSP}_i), Z_i(\text{TSP}_i) \text{ sowie } \text{TSP}_i$$

die fehlerbehafteten vier Datensätze der Form

$$X_m(\text{TSP}_{im}), Y_m(\text{TSP}_{im}), Z_m(\text{TSP}_{im}) \text{ sowie } \text{TSP}_{im}$$

auswerten, wobei der Buchstabe  $m$  für "mitgeteilt und möglicherweise fehlerhaft und/oder manipuliert" steht.

Für eine fehlerbehaftete Gangabweichung  $\text{DTB}_{im}$  in einem Satelliten  $i$  gilt die Formel

$$\text{DTB}_i = \text{DTB}_{im} - \text{DDT}_i \quad (2.1)$$

mit

$\text{DTB}_i$  = tatsächliche Gangabweichung

$\text{DDT}_i$  = manipulierter Zusatzwert für die Gangabweichung.

Wenn der Satellit  $i$  eine Gangabweichung  $\text{DTB}_{im}$  sendet, die um den manipulierten Zusatzwert  $\text{DDT}_i$  größer ist als die tatsächliche Gangabweichung  $\text{DTB}_i$  der eigenen Borduhr von der P-Zeit, dann ermittelt sich die Laufzeit  $\text{DTL}_{ij}$  des Signals (Zeitmarke) von dem Satelliten  $i$  zu der Kontroll-Empfangsstation  $j$  mittels der Formeln (1.12) und (2.1) zu

$$\text{DTL}_{ij} = (\text{TEK}_{ij} - \text{DTK}) - (\text{TSB}_i - \text{DTB}_{im} + \text{DDT}_i) \quad (3.1);$$

daraus folgt

$$\text{DTL}_{ij} = \text{TEK}_{ij} - \text{TSB}_i + \text{DTB}_{im} - \text{DTK} - \text{DDT}_i \quad (3.2)$$

Ist  $\text{CRI}$  die tatsächliche mittlere Signalgeschwindigkeit für ein von dem Satelliten  $i$  zu den Kontroll-Empfangsstationen übertragenes Signal (z. B. der Zeitmarke), dann ermittelt sich die Entfernung  $R_{ij}(\text{TSP}_i)$  des Satelliten  $i$  zu der Kontroll-Empfangsstation  $j$  gemäß der Formel

$$R_{ij}(\text{TSP}_i) = \text{DTL}_{ij} \cdot \text{CRI}$$

Mittels des Satzes des Pythagoras ergibt sich nun folgender Satz an Ausgangsgleichungen

$$(\text{XK}_j - X_i(\text{TSP}_i))^2 + (\text{YK}_j - Y_i(\text{TSP}_i))^2 + (\text{ZK}_j - Z_i(\text{TSP}_i))^2 - \text{DTL}_{ij} \cdot \text{CRI}^2 = 0 \quad (3.3)$$

Setzt man zur Vereinfachung der Schreibweise

$$X_i = X_i(\text{TSP}_i)$$

$$Y_i = Y_i(\text{TSP}_i)$$

$$Z_i = Z_i(\text{TSP}_i)$$

und setzt man Gleichung (3.2) in Gleichung (3.3) ein, so ergibt sich die Formel

$$(XK_j - X_i)^2 + (YK_j - Y_i)^2 + (ZK_j - Z_i)^2 - (TEK_{ij} - TSB_i + DTB_{im} - DTK - DDT_i)^2 \cdot CR_i^2 = 0 \quad (3.4).$$

Mit den Abkürzungen

$$DTR_{ij} = TEK_{ij} - TSB_i + DTB_{im} \quad (3.5)$$

für die registrierte Zeitdifferenz und

$$DTV_i = DTK + DDT_i \quad (3.6)$$

für die Summe der Verschiebungen erhält man schließlich die Formel

$$(XK_j - X_i)^2 + (YK_j - Y_i)^2 + (ZK_j - Z_i)^2 - (DTR_{ij} - DTV_i)^2 \cdot CR_i^2 = 0 \quad (3.7).$$

In dieser Formel sind  $X_i$ ,  $Y_i$ ,  $Z_i$ ,  $DTV_i$  und  $CR_i$  unbekannt, also fünf Größen.

Diese werden bestimmt durch die gleichzeitige Beobachtung des Satelliten  $i$  von fünf Kontroll-Empfangsstationen  $j$ , mit  $j = 1$  bis  $5$ . In der zugehörigen Kontrollzentrale sind daher für jeden Satelliten  $i$  fünf Gleichungen auswertbar gemäß den Formeln

$$(XK_1 - X_i)^2 + (YK_1 - Y_i)^2 + (ZK_1 - Z_i)^2 - (DTR_{i1} - DTV_i)^2 \cdot CR_i^2 = 0$$

$$(XK_2 - X_i)^2 + (YK_2 - Y_i)^2 + (ZK_2 - Z_i)^2 - (DTR_{i2} - DTV_i)^2 \cdot CR_i^2 = 0$$

$$(XK_3 - X_i)^2 + (YK_3 - Y_i)^2 + (ZK_3 - Z_i)^2 - (DTR_{i3} - DTV_i)^2 \cdot CR_i^2 = 0$$

$$(XK_4 - X_i)^2 + (YK_4 - Y_i)^2 + (ZK_4 - Z_i)^2 - (DTR_{i4} - DTV_i)^2 \cdot CR_i^2 = 0$$

$$(XK_5 - X_i)^2 + (YK_5 - Y_i)^2 + (ZK_5 - Z_i)^2 - (DTR_{i5} - DTV_i)^2 \cdot CR_i^2 = 0 \quad (3.8)$$

Eine Auswertung dieses Gleichungssystems zur Bestimmung der fünf unbekannten Größen ist möglich, z. B. mittels bekannter Rechnungen mit Determinanten oder dem Datenverarbeitungsprogramm MAPLE V (der University of Waterloo, USA). Als Ergebnis ergeben sich die gesuchten Größen  $X_i$ ,  $Y_i$ ,  $Z_i$ ,  $DTV_i$  und  $CR_i$ .

$CR_i$  ist die momentane mittlere Signalgeschwindigkeit vom  $i$ -ten Satelliten zu den Kontrollstationen und kann fortan als besserer Wert anstelle der Vakuumlichtgeschwindigkeit weiterverwendet werden.

Stimmen die ermittelten Koordinaten  $X_i$ ,  $Y_i$  und  $Z_i$  mit den aus den mitgeteilten Ephemeridendaten errechneten Koordinaten zum Zeitpunkt  $TSP_i$  (das ist in der K-Zeit der Zeitpunkt  $TSK_i$ ) im Rahmen der Fehlergrenzen überein, wobei gilt

$$TSK_i = TEK_{ij} + DTV_i - DTR_{ij},$$

dann arbeitet der Satellit fehlerfrei.

Gilt dies für alle beobachteten Satelliten, dann arbeitet das GPS-System fehlerfrei.

Liegen bei einem Satelliten die ermittelten Koordinaten  $X_i$ ,  $Y_i$  und  $Z_i$  mit den aus den mitgeteilten Ephemeridendaten errechneten Koordinaten zum Zeitpunkt  $TSP_i$  außerhalb der Fehlergrenzen, dann arbeitet der Satellit nicht einwandfrei. Gilt dies für einen der beobachtbaren Satelliten, so wird dieser von der Kontrollzentrale für die Nutzung gesperrt.

Sind zu viele Satelliten gesperrt, d. h. sind nicht mehr genügend fehlerfrei arbeitende Satelliten beobachtbar, dann werden für genügend viele Satelliten über je eine Beobachtungsfolge die tatsächlichen Ephemeridendaten der Satelliten durch Ausgleichsrechnung nach Gauß (in Verbindung mit den allgemeinen Formeln für die Satellitenbahn) in der Kontrollzentrale ermittelt, falls nicht schon auf andere Weise die genauen Ephemeridendaten ermittelt wurden.

Für alle diese Satelliten wird durch Vergleich der mitgeteilten Ephemeridendaten mit den ermittelten geprüft, ob sie sich nur in der Bezugszeit (Systemzeit) unterscheiden.

Ist dies der Fall, so wird die festgestellte Zeitdifferenz  $DDT_i$  als Korrekturwert zum Vorlauf  $DTB_{im}$  registriert und den Nutzern mitgeteilt; diese können den Satelliten mit dieser Korrektur weiter benutzen.

Ist dies nicht der Fall, dann werden die mitgeteilten Ephemeridendaten gesperrt, und an deren Stelle werden die selbst ermittelten Ephemeridendaten (für die P-Zeit, das ist die K-Zeit minus  $DTV_i$ ) den Nutzern zur Weiterverwendung mitgeteilt.

Außerdem prüfen die Kontroll-Empfangsstationen wechselseitig, ob das DGPS-Verfahren durch die fehlerhaften Daten beeinträchtigt ist. Ist dies in erheblichem Maße der Fall, dann wird dies den Nutzern von DGPS mitgeteilt.

Die Erfindung ist nicht auf das beschriebene Beispiel beschränkt, sondern sinngemäß auf weitere anwendbar, beispielsweise auf alle Satellitensysteme, beispielsweise das russische Satellitensystem GLONASS, bei denen eine Einweglaufzeitmessung möglich ist. Weiterhin ist es möglich, sog. Pseudo-Satelliten zu kontrollieren. Das sind ortsfeste Sendestationen, die Satellitensignale aussenden.

Außerdem sind andere Koordinatensysteme als das erwähnte WGS 72 verwendbar, beispielsweise das Koordinatensystem WGS 84 oder das sogenannte "Potsdam-System". Zwischen diesen Koordinatensystemen sind Umrechnungsformeln bekannt, beispielsweise die sogenannten Molodensky-Formeln.

Weiterhin ist es möglich, bereits vorhandene GPS-Referenzstationen, die für das DGPS-Verfahren verwendet werden, als Kontroll-Empfangsstationen zu verwenden. Denn diese GPS-Referenzstationen, die beispielsweise in der Umgebung von Großflughäfen vorhanden sind, besitzen bereits eine Anordnung zum Empfang und zur Auswertung von Satellitensignalen.

# Patentansprüche

1. Verfahren zur Erzeugung von Korrekturwerten für einen Nutzer eines Satelliten-Navigationssystems, wobei

- eine Kontroll-Empfangsstation mit bekannter Position verwendet wird, 10
- in der Kontroll-Empfangsstation zumindest Signale derjenigen Satelliten empfangen werden, die auch von dem Nutzer verwendet werden,
- in der Kontroll-Empfangsstation aus den empfangenen Signalen und der bekannten Position ein Korrekturwert gebildet wird und
- der Korrekturwert dem Nutzer übermittelt wird, dadurch gekennzeichnet, 15
- daß mindestens fünf Kontroll-Empfangsstationen, die bezüglich der Zeit synchronisiert sind, verwendet werden,
- daß in allen Kontroll-Empfangsstationen Signale von empfangbaren Satelliten empfangen und daraus anhand der bekannten Positionen der Kontroll-Empfangsstationen die Positionen dieser Satelliten ermittelt werden; 20
- daß die ermittelten Positionen mit denjenigen Positionen, die von dem Satelliten angegeben werden, verglichen werden,
- daß für den Vergleich ein Fehlerbereich festgelegt wird und
- daß für Satelliten, deren mitgeteilte Position außerhalb des Fehlerbereiches liegt, eine Kennzeichnung vorgenommen wird, welche dem Nutzer übermittelt wird. 25

2. Verfahren nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß für die Navigation Satelliten des GPS-Systems verwendet werden.

3. Verfahren nach Anspruch 1 oder Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß die allen Kontroll-Empfangsstationen gemeinsame Zeit (K-Zeit) an die Systemzeit (P-Zeit) der Satelliten gekoppelt wird.

4. Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß bei jedem empfangbaren Satelliten der gesendete zeitliche Versatz zwischen der Bordzeit (Bi-Zeit) des Satelliten und der Systemzeit (P-Zeit) verglichen wird mit dem entsprechenden gemessenen zeitlichen Versatz. 30

5. Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß mittels der Kontroll-Empfangsstationen aus den Signalen der Satelliten mögliche Fehler der für die Navigation des Nutzers relevanten Daten ermittelt werden und daß dem Nutzer die Fehler übermittelt werden. 35

6. Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß für einen Satelliten, der fehlerhafte Daten aussendet, die entsprechenden Fehler dem Nutzer übermittelt werden und daß der Satellit unter Berücksichtigung der Fehler von dem Nutzer weiter verwendet wird.

7. Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß bei mehreren Satelliten, deren übermittelte Daten fehlerhaft sind, von den Kontroll-Empfangsstationen die zugehörigen fehlerfreien Daten ermittelt werden und daß die fehlerfreien Daten und/oder darauf beruhende Korrekturwerte dem Nutzer übermittelt werden. 40

8. Verfahren nach einem der vorhergehenden Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, daß bei mindestens einem Satelliten, dessen gesendete Positionsdaten fehlerhaft sind, die fehlerfreien Positionsdaten mittels einer Ausgleichsrechnung nach Gauß ermittelt werden. 45

50

55

60

65

- Leerseite -



===== EPODC =====

TI - Method of generating correction values for user of satellite navigation system

AB - The method involves using at least five monitoring stations which are synchronised wrt. time and whose positions are known. Signals from receivable satellites are received in all receiver stations and correction values for the user and satellite positions are derived from the known receiver station positions. The signals are also received by the user. The derived positions are compared with positions indicated by the satellites and an error range determined for the comparisons. For satellites whose indicated positions lie outside the error range an identifier is transmitted to the user.

PN - DE19537923 A 19970417

AP - DE19951037923 19951012

PR - DE19951037923 19951012

PA - DAIMLER BENZ AEROSPACE AG (DE)

IN - SIMIANER ALBERT DIPL ING (DE)

EC - G01C21/28 ; G01S5/00R5 ; G01S5/14B4

DT - \*

===== WPI =====

TI - Method of generating correction values for user of satellite navigation system - involves at least five synchronised monitoring stations of known position; signals from receivable satellites are received in all receiver stations; correction values, satellite positions are derived from known positions

AB - DE19537923 The method involves using at least five monitoring stations which are synchronised wrt. time and whose positions are known. Signals from receivable satellites are received in all receiver stations and correction values for the user and satellite positions are derived from the known receiver station positions. The signals are also received by the user.

- The derived positions are compared with positions indicated by the satellites and an error range determined for the comparisons. For satellites whose indicated positions lie outside the error range an identifier is transmitted to the user.
- ADVANTAGE - Enables reliable and rapid determination of systematic errors as well as random errors and generation of correction values or at least messages for the user about the degree of usability.
- (Dwg. 0/7)

PN - DE19537923 A1 19970417 DW199721 G01C21/02 007pp

PR - DE19951037923 19951012

PA - (DAIM ) DAIMLER-BENZ AEROSPACE AG

IN - SIMIANER A

MC - S02-B08 W06-A03A1 W06-B01B1

DC - S02 W06

IC - G01C21/02 ; G01S5/12 ; G05D1/10

AN - 1997-227504 [21]

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**